



小型超音速飛行実験機のロールレートによる動的空 力特性（室蘭工業大学航空宇宙機システム研究セン ター年次報告書 2017）

著者	白方 洸次, 塩野 経介, 溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次 報告書
巻	2017
ページ	62-65
発行年	2018-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009856

小型超音速飛行実験機のロールレートによる動的空力特性

○白方 洗次（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

塩野 経介（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

小型超音速飛行実験機（オオワシ）の 6 自由度飛行経路解析[1]や自律的誘導制御系設計のために必須のロール角速度に起因する動的空力微係数について、前年度に引き続き亜音速風試によって評価を進める．すなわち、亜音速飛行用および 1/3 スケール縮小機体搭載の M2011Nose-A 空力形状および超音速飛行用の M2011Nose-C 空力形状について、迎角 α の範囲を $0 \sim +20$ [deg.]と大きく取って、室蘭工大低速風洞において詳細な風洞試験を実施する．その際、模型駆動系と天秤計測系の電磁干渉を低減すると共に、模型・天秤系の機械的固有振動成分を除去して計測データの信頼性を高める．また、複数回の計測によって計測データの再現性や散らばりを把握する．

2. 動的空力特性の発生メカニズム

機体ロール軸に角速度 p [rad/s]を与えると機体にはローリングモーメント、ヨーイングモーメント、および横力の変化が生ずる．これらの微係数はそれぞれ C_{lp} , C_{np} , C_{yp} と記される．各微係数の発生メカニズム[2, 3]を図 1 に示す．機体に右ロール角速度を与えることによって左右翼に生じる相対流速ベクトルは図 1 (a)のようになり、これによって右翼に $+\Delta\alpha$, 左翼に $-\Delta\alpha$ の迎角変化が生じ、左右翼の揚力は右翼>左翼となるため、ロール運動を減衰するモーメントが発生する（ロールダンピング）．これを表す微係数が C_{lp} である．また図 1 (b)のように揚力ベクトルは右翼で前傾、左翼で後傾するため、ロール方向とは逆の方向にヨーイングモーメントが発生する（アドバースヨー）．これを表す微係数が C_{np} である．主翼同様に垂直尾翼にも迎角が生ずるため、図 1 (c)のように垂直尾翼に横力が発生し、これを表す微係数が C_{yp} である．

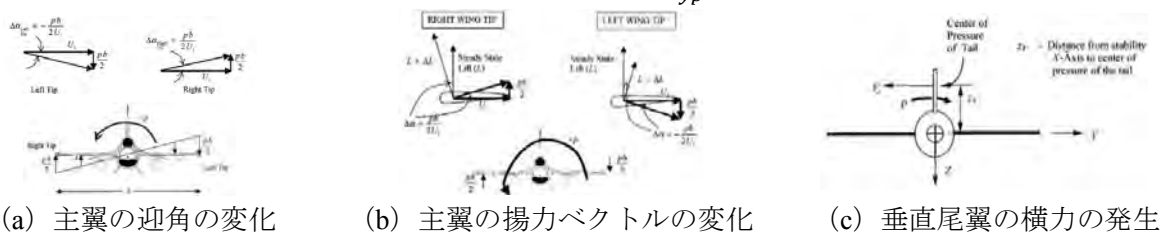


図 1 ロール角速度による空力の発生メカニズム[3]

3. 風洞試験

3-1. 試験装置

風洞試験設備として室蘭工大のゲッチングン型回流式亜音速風洞を用いる．測定部断面は約 450×450 mmの正方形であり、空力測定には機体模型の胴体内部に設置された 6 分力内挿天秤を用いる．装置の設置台としては、高さ調節が容易な油圧式ハンドリフターを用いる．機体模型にロール角速度を与えるために、前年度までに構築されたロール駆動装置を用いる[4]．駆動装置内の回転軸に設置されたポテンシオメータによって機体模型のロール角を計測する．駆動にはス

テッピングモータを用い、PCからの数値制御によって正確かつ再現性良くロール駆動できる。また、ステッピングモータ駆動回路と天秤計測系回路の電磁干渉を防ぐために、各回路のケーブル・コネクタ・端子等に念入りに電磁シールドを施す。これらの外観を図2および図3に示す。



図2 ロール駆動装置，機体模型，および天秤計測系の風洞への設置

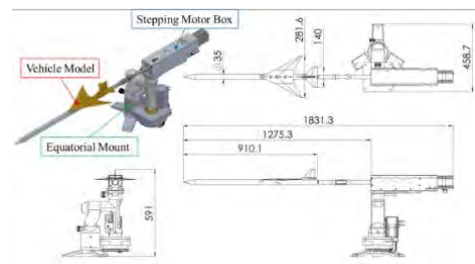


図3 ロール駆動装置の概観

3-2. 試験方法

機体模型はM2011 Nose-C形状およびM2011 Nose-A形状であり，舵角はすべてゼロである．ピッチ角 θ およびロール角速度 p は表1に示す通りとする．流速は約20 m/secであり，通風毎の流速を熱線流速計で計測する．模型を駆動しながら通風し，六分力内挿天秤によって空気力を計測する．模型・天秤系の機械的固有振動成分をデジタルフィルタによって除去する．各条件で3回ずつ通風計測し，空力係数・微係数について3回の平均値と標準偏差を求める．これらの結果を理論解析，CFD解析，および静的風試結果と比較検証する．

表1 動的風試の試験条件

Roll actuation	
使用するノーズ	A, C
Pitch angle α [deg]	0, 5, 10, 20
Roll rate p [deg/sec]	12.24, 23.76, 48.24, 95.76, 192.24
計測する形状	<ul style="list-style-type: none"> ・基本形状 ・主翼+胴体 ・尾翼+胴体

3-3. データ解析手法

ここでピッチ角 $\theta \neq 0$ の場合にロール角 φ を与えると，迎角 α だけでなく横滑り角 β も生ずる．その換算は(1)式および(2)式で表される．

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{\cos \varphi \sin \theta}{\cos \theta} \right) \quad (1)$$

$$\beta = \sin^{-1}(\sin \varphi \sin \theta) \quad (2)$$

機体模型の重心はロール駆動軸すなわち胴体対称軸上に乗っていないことから，ロール駆動の際に重心に遠心力がはたらいて，これによる力およびモーメント成分が天秤信号に含まれる．また，模型にはたらく重力も天秤信号に含まれる．そこで，無風状態と通風状態で同一のロール駆動（ロール角変異および角速度）を実施し，通風時の天秤信号から無風時の天秤信号を差し引くことによって，これら不要な成分の信号を除去する．この手順によって得られる空力係数を $C_{l,measured}$ ， $C_{n,measured}$ ， $C_{y,measured}$ とすると，以下の(3)～(5)式が成り立つ．

(3)～(5)式において，風試によって得られた空力係数は β による成分と $\dot{\beta}$ による成分の和となっている．また， ε は，流れや模型の非対称性等に起因する偏差である．ここで例えばローリングモーメント係数 C_l を横滑り角 β に対してプロットすると，図4のようにヒステリシス曲線となる．2つの縦軸切片近傍での近似直線は式(6)および(7)で表される．この二式を辺々差し引くことによって，式(8)のように動的空気微係数が得られる．また，静的微係数は近似直線(6)および(7)の傾きから求められる．このように動的風試データから動的微係数と静的微係数を同時に推定できる．

$$C_{l,measured} = C_{l\beta}\beta + C_{lp}\hat{p} + \varepsilon_1 \quad (3)$$

$$C_{n,measured} = C_{n\beta}\beta + C_{np}\hat{p} + \varepsilon_2 \quad (4)$$

$$C_{y,measured} = C_{y\beta}\beta + C_{yp}\hat{p} + \varepsilon_3 \quad (5)$$

$$y_1 = C_{l\beta}\beta + C_{lp1}\hat{p} + \varepsilon \quad (6)$$

$$y_2 = C_{l\beta}\beta + C_{lp2}(-\hat{p}) + \varepsilon \quad (7)$$

$$C_{lp} = \frac{C_{lp1} + C_{lp2}}{2} = \frac{y_1 - y_2}{2\hat{p}} \quad (8)$$

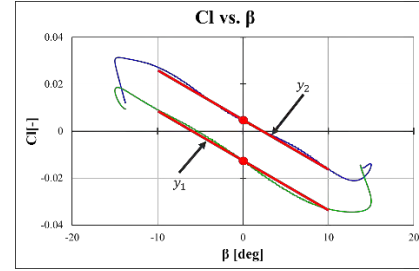


図4 動的風試から得られる空力係数のヒステリシス曲線の例

4. 試験結果および考察

M2011Nose-C および Nose-A 形態について、無次元ロール角速度と空力微係数の関係を図5～12に示す。各グラフ内の実線はNose-C形状、破線はNose-A形状に関する計測値であり、各条件における3回の計測から求められる標準偏差をエラーバーで示している。また比較対象として理論解析及びCFD解析による空力微係数も表示している。さらに、 C_{np} について、主翼および尾翼それぞれの効果を探るため、尾翼を取り外した主翼・胴体形態、および主翼を取り外した胴体・尾翼形態でも風試を実施している。

4-1. 静的空力微係数： $C_{l\beta}$ 、 $C_{n\beta}$

図5より、 $C_{l\beta}$ はいずれの条件においても $C_{l\beta} < 0$ すなわち正の上反角効果を示しており、ロール静安定である。またピッチ角が大きくなるにつれて上反角効果が強くなる。

図6より、 $C_{n\beta}$ はいずれの条件においても $C_{n\beta} > 0$ すなわち正の風見鶏効果を示しており、ヨー静安定である。またピッチ角が大きくなるにつれて風見鶏効果が弱くなる。

4-2. 動的空力微係数： C_{lp} 、 C_{np}

図7より、 C_{lp} は $\hat{p} > 0.01$ の範囲ですべての条件で $C_{lp} < 0$ であり、ロール動安定すなわちロールダンピングがあることがわかる。ピッチ角が大きいほどロールダンピングが弱くなる傾向があるが、ノーズ長に対する依存性は小さい。風試結果はCFD解析や理論解析の結果と概ね良く一致している。

図8より、 C_{np} はM2011Nose-A形態ではピッチ角0degで $C_{np} > 0$ となってアドバースヨーは生じないが、ピッチ角が増すに従って C_{np} の値は負となりアドバースヨーが発生する。Nose-C形態ではピッチ角ゼロでもアドバースヨーが発生している。CFD解析および理論解析では C_{np} はほぼゼロとなっており、動的風試結果と異なる。

4-3. 主翼及び尾翼が C_{np} に及ぼす効果

図9～12より、ピッチ角5degでは C_{np} は主翼による効果が主であり、ピッチ角10、20degでは尾翼による効果が主であることがわかる。全備形態および胴体・尾翼形態の C_{np} がピッチ角の増加に伴い負の方向に増大していることから、水平尾翼においてアドバースヨーモーメントが生成され、これが迎角増加にともなって増大するものと考えられる。これらのメカニズムは追加検証を要する。

5. まとめ

小型超音速飛行実験機（オオワシ）のロール角速度に起因する動的空力微係数について、前年度に引き続き、迎角 α の範囲を0～+20 [deg.]と大きく取って、室蘭工大低速風洞において詳細な風洞試験を実施した。模型駆動系と天秤計測系の電磁干渉を低減すると共に、模型・天秤系の機

械的固有振動成分を除去することによって、散らばりが小さく再現性の良い計測データを得た。その解析の結果、以下のことが分かった。

- (1) 上反角効果およびロールダンピングがあり，風見安定も確認された。
 - (2) C_{lp} (ロールダンピング) はロール角速度によらず概ね一定であり，迎角が増えると悪化する。
 - (3) C_{np} (アドバースヨー) は迎角が大きいほど悪化する。
 - (4) 迎角の増加に伴い水平尾翼では強いアドバースヨー効果が発生すると推定される。水平尾翼と垂直尾翼の効果を分離計測することによって発生メカニズムを検証する必要がある。
- なお，本研究は科学研究費助成金（基盤研究（C），課題番号 15K06596）に基づいて実施された。

参考文献

- [1] 近藤賢，溝端一秀，「小型超音速飛行実験機の飛行性能の予測」，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2013，pp.14-18，2014 年 8 月。
- [2] 加藤寛一郎，大屋昭男，柄沢研治，「航空機力学入門」，東京大学出版会，1982。
- [3] Yechout, T. R., Morris, S. L., Bossert, D. E., and Hallgren, W. F., Introduction to Aircraft Flight Mechanics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003, pp.266-273.
- [4] 石上幸哉，塩野経介，白方洸次，三浦壮晃，溝端一秀，「小型超音速飛行実験機のロールレートによる動的空力特性」，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2016，pp. 38-42，2017 年 8 月。

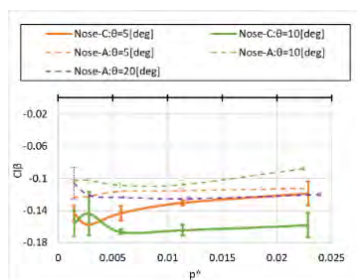


図 5 $C_{l\beta}$ vs \hat{p}

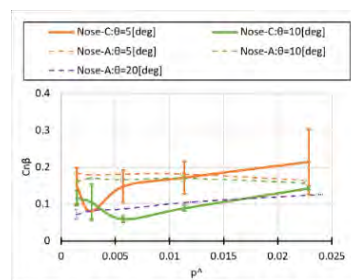


図 6 $C_{n\beta}$ vs \hat{p}

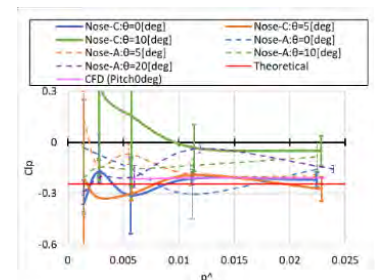


図 7 C_{lp} vs \hat{p}

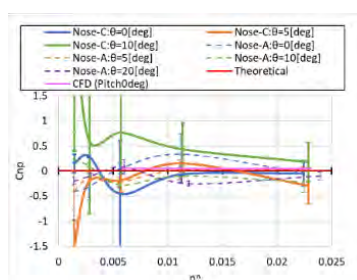


図 8 C_{np} vs \hat{p}

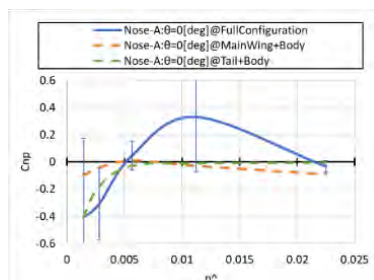


図 9 C_{np} vs \hat{p} , $\theta = 0[\text{deg}]$

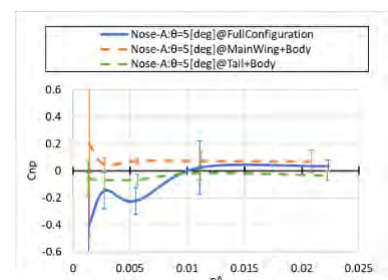


図 10 C_{np} vs \hat{p} , $\theta = 5[\text{deg}]$

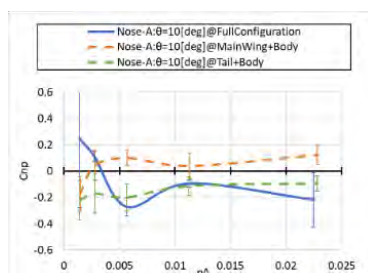


図 11 C_{np} vs \hat{p} , $\theta = 10[\text{deg}]$

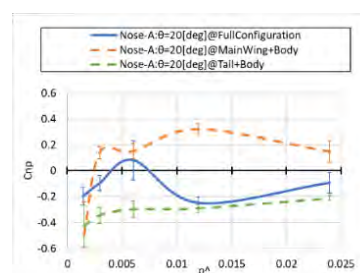


図 12 C_{np} vs \hat{p} , $\theta = 20[\text{deg}]$